

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 95-105(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.95

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

다중 덕트 팬 전진 비행 특성에 대한 수치적 연구

노나현*, 오세종*, 박동훈**

Numerical Investigation of Forward Flight Characteristics
of Multi-Ducted Fan

Nahyeon Roh*, Sejong Oh* and Donghun Park**

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University*,**

ABSTRACT

Increasing cruise speed is an important issue for the development of the next generation rotorcraft. Among several concepts proposed by previous research, the rotorcraft with ducted fan demonstrates its possibility of high-speed flight. In this study, numerical simulations are conducted to investigate the aerodynamic and flow characteristics of multi-ducted fan in forward flight. The aerodynamic efficiency around front ducted fan is determined by interaction between free-stream velocity and the induced velocity. While flow characteristics of rear ducted fan are dominantly influenced by the front ducted fan. Separation in the front ducted fan occurs faster than that of rear ducted fan, and the separation at duct inlet induces an increase of fan thrust. As a result of interaction effect between each ducted fan, relatively aligned inflow enters to the rear ducted fan. Therefore, thrust of the rear fan is decreased steadily before separation, and sudden changes of thrust in fans occur simultaneously. Due to the pressure decrease on lower surface, the normal force of rotorcraft is reduced with forward speed.

초 록

차세대 회전익기 개발에서 고속화는 중요한 과제이며, 선행 연구들을 통해 덕트 팬을 가지는 비행체는 고속화 실현 가능성이 높은 형상으로 평가된다. 본 연구에서는 다중 덕트 팬 비행체의 전진 비행시의 유동 특성 및 공력 성능 분석을 위한 전산해석을 수행하였다. 전방 팬의 공력 성능은 자유류 유동과 팬 유입류에 의해 결정되는 반면, 후방 팬의 성능은 전방 팬에서 발생한 유동에 지배적인 영향을 받음을 확인하였다. 전진 속도가 증가하며 전방 팬 입구에서의 유동 박리는 후방 팬보다 먼저 발생하며, 덕트 입구 박리는 팬 추력의 증가를 유도한다. 두 덕트 팬 간의 상호 작용으로 인해 후방 팬에는 상대적으로 정렬된 유동이 유입되므로 박리 이전까지 추력이 꾸준히 감소하고, 전/후방 팬의 추력의 급격한 변화는 동시에 발생한다. 전진 속도에 따라 전체 비행체의 수직력은 감소하였다. 이는 팬 후류에 의한 동체 아랫면 압력 저하가 주요 원인으로 분석되었다.

† Received : September 12, 2017 Revised : January 30, 2018 Accepted : January 30, 2018

** Corresponding author, E-mail : parkdh@pusan.ac.kr

Key Words : Multi-Ducted Fan(다중 덕트 팬), Compound Helicopter(복합형 회전익기), Forward Flight(전진 비행), Aerodynamic Performance Characteristics(공력 성능 특성)

Nomenclature

- A : Disk area (m^2)
- c : Chord length (m)
- c_d : Drag coefficient
- c_l : Lift coefficient
- C_T : Thrust coefficient
- N : Number of blades
- P : Power (kW)
- p : Pressure ($kg/m \cdot s^2$)
- r : Fan radius (m)
- T : Thrust (N)
- t : Time (s)
- U : Velocity of free-stream (m/s)
- V : Tip velocity (m/s)
- v_{total} : Total inflow (m/s)
- v_i : Induced inflow (m/s)
- $v_{fan,\infty}$: Free-stream inflow (m/s)
- α : Inflow angle ($^\circ$)
- α_{eff} : Effective angle of attack ($^\circ$)
- α_i : Angle between disk plane and free-stream ($^\circ$)
- ρ : Density (kg/m^3)
- s : Source term (m/s^2)

1. 서 론

회전하는 로터에서 생성된 추력으로 필요한 양력과 추력을 모두 얻는 비행체로 정의되는 회전익기[1]는 수직 이착륙 및 제자리/저속 비행이 가능하다는 특징점이 있다. 그러나 일반적인 회전익기는 복잡한 유동 현상에 의한 진동 및 소음 문제가 발생하며 최대 속도 150~170 knot, 순항 속도 130~150 knot 정도로 고정익기에 비해 현저히 낮은 단점이 있다[2].

회전익기 고속화를 위한 과제로써, 고속 비행시 로터 블레이드에서 나타나는 압축성 효과와

실속에 의한 전진 속도 제한을 들 수 있다[3]. 이를 해결하기 위해 국내외 연구와 개발이 이루어지고 있다.

미국 시콜스키사는 양력 불균형 현상 극복을 위해 ABC 개념[4]을 적용한 X2를 개발 중에 있다. 유럽의 Eurocopter는 2013년 초도 비행을 수행한 X3 개발[5]을 진행 중에 있으며, 러시아는 AHSH(Advanced High Speed Helicopter) 프로그램[6]을 통한 2023년 PSV-3 양산을 목표로 연구를 진행하고 있다. 미국 DARPA(Defense Advanced Research Project Agency)는 목표 최대 속도 300 knot 이상의 회전익기 개발을 위해 VTOL X-plane 사업을 진행하고 있다. 이 사업을 통해 제시된 비행체들 중에서도 특히 보잉사의 Phantom swift와 오로라사의 Excalibur(Fig. 1)가 유력한 경쟁 상대였다[7].

보잉사의 Phantom swift(Fig. 1(a))는 동체와 날개 끝단에 총 4개의 덕트 팬을 가진다. 덕트 팬 컨셉은 적용 동체에 따라 Lift fan, Fan in wing, Ducted fan 등으로 불리며 연구되어 왔다[8-17]. 선행 연구들을 통해 덕트 팬은 형상적 특성으로 인해 끝단 와류 및 압축성 효과가 발생하지 않으며, 소음 특성이 우수하다는 장점이 알려져 왔다. 그러나 동시에 덕트 입구 유동의 박리



(a) Boeing Phantom swift



(b) Aurora Excalibur

Fig. 1. Rotorcraft of X-plane project

에 의한 팬 유입류 왜곡이 발생하며, 이로 인한 덕트 성능 변화 발생 가능성이 확인되었다.

선행 연구들은 주로 캠버가 있는 날개에 하나의 덕트가 있는 형상에 대해 수행되었다. 그러므로 평평한 동체에 덕트가 있는 비행체의 덕트 입구 박리에 대한 논의가 부족하며, 특히 다중 덕트 팬의 상호 간섭에 의한 물리적 현상을 제시하지 못하고 있다. 이러한 점에 주목하여 본 연구에서는 보잉사의 Phantom swift(Fig. 1(a))와 같이 평평한 동체에 다중 덕트를 가지는 비행체에 대한 수치적 연구를 수행하였다. 전진 속도에 따른 덕트 입구 박리 및 다중 팬 간의 상호 간섭에 의한 물리적 현상과 성능 변화를 분석하였으며, 이로 인한 해석 대상 형상의 공력 성능 값을 제시하였다.

II. 수치적 기법

2.1 수치해석 기법 및 해석자 검증

본 연구에서는 유동 해석을 위해 오픈 소스 코드인 OpenFOAM[18]에 깃요소 이론 기반[19]의 가상 디스크 기법(ADM, Actuator Disk Method)을 결합한 코드를 사용하였다[20]. 해당 기법은 디스크 영역으로 정의되는 계산 체적에서의 속도 값을 이용하여 국소 유효 받음각을 계산하며, 해당 유효 받음각에서의 양력/항력 계수를 사용하여 국소 추력/동력 값을 계산한다(식 (1), (2)). 이때, 양력 계수와 항력 계수는 속도와 유효 받음각에 대해 생성해 둔 익형 데이터 테이블로부터 값을 읽어 사용한다.

$$dT = \frac{NcdA}{4\pi r} \rho V^2 (c_l \cos \alpha_i - c_d \sin \alpha_i) \quad (1)$$

$$dP = \frac{NcdA}{4\pi r} \rho V^2 (c_l \sin \alpha_i + c_d \cos \alpha_i) \quad (2)$$

N, c, dA, α_i 는 각각 블레이드 개수, 로터 시위 길이, 계산 체적의 면적과 디스크-유동의 사잇각을 의미한다.

위 기법은 가상의 디스크 영역에 팬의 효과를 모사하는 준정상 해석을 수행하므로, 끝단 와류가 발생하지 않는 대상의 해석에 적합하다. 또한 블레이드 격자 생성이 필요하지 않으므로 해석 격자 생성이 용이하며, 블레이드를 직접 모사하는 CFD에 비하여 계산 자원 소요 측면에서 효율이 높다는 장점을 가진다.

일반적으로 덕트 팬을 가지는 비행체는 수직 비행 및 수직-수평 비행 전환 시점에 덕트 팬을 구동하며, 고속 비행 시에는 덮개를 덮은 조건으로 운용한다. 따라서 덕트 팬이 구동되는 영역의 전진 비행 속도는 상대적으로 저속 영역에 해당한다. 이를 감안하여 본 연구에서는 비압축성 기반의 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다.

팬의 영향을 반영하기 위하여 식 (3)과 같이 운동량 방정식에 소스항(s)을 추가한 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 고려하였다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + (U \cdot \nabla)U - \nabla \cdot (\nu \nabla U) = s - \frac{1}{\rho} \nabla p \quad (3)$$

깃요소 이론으로부터 획득한 국소 공력 계수 값을 이용하여 시간 평균화된 추력 값을 구한 후, 이를 단위 부피당 가속도 단위로 변환하여 운동량 방정식에 식 (4)와 같은 형태로 적용하였다.

$$s = \frac{dT}{\rho dV} \quad (4)$$

OpenFOAM 기반 PIMPLE 해석자를 기반으로 해석하였으며, 운동량 방정식의 predictor 단계에서 소스항을 추가하는 방식은 속도와 압력의 진동을 야기할 수 있으므로[21] 압력 보정 단계에서 소스항을 추가하도록 코드를 설계하였다.

수치 기법으로는 시간 적분을 위해 정상상태 해석에 적합한 1차 정확도 Local Euler 기법을 사용하였다. 속도 및 난류 관련 변수들에 대해서는 2차 정확도 풍상 차분법을 적용하였고 난류 모델은 $k-\omega$ SST를 사용하였다.

해석자 검증을 위해 유로콥터의 EC155b1[22]의 덕트 팬 꼬리로터를 해석하였으며(Fig. 2), 제자리 비행하는 꼬리로터의 블레이드 피치각에 따



Fig. 2. Geometry of ducted fan tail rotor for validation

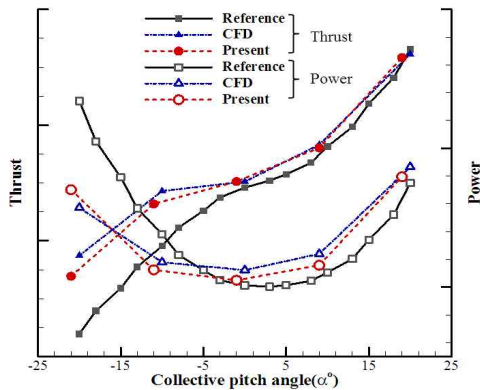


Fig. 3. Thrust and power as a function of collective pitch angle

른 추력과 동력을 비교하였다. Fig. 3은 EC155b1의 기준 시험 결과 및 상용 톨을 이용한 수치해석 결과[23]를 나타낸다. 보안상의 이유로 좌·우측 축의 추력 및 동력 값은 삭제하였다.

그 결과 낮은 블레이드 피치각에서 기준 시험 결과 대비 오차가 증가하는 것을 확인하였다. 이는 기준 시험 결과가 전기체 시험 결과이며, 꼬리로터 단독 혹은 주로터 포함 시험 여부 등 세부 시험 조건이 주어지지 않았음에 의한 것으로 분석된다. 동일한 형상 및 해석 조건에 대해 수행된 수치해석 결과[23]와의 비교를 통해 오차 3% 이내의 신뢰할만한 결과를 도출하였다.

2.2 해석 형상

다중 덕트 팬의 전진 비행 특성을 분석하기 위해 Fig. 4와 같은 형상을 고려하였다. 실제 운용 시에는 전진 비행을 위한 주익과 꼬리날개 및 푸셔 또는 킬트 덕트 등이 요구되나, 본 연구에서는 동체에 위치한 덕트 팬 간의 간섭 문제를 독립적으로 분석하고자 형상을 단순화하였다.

해석 대상 형상의 전진 방향 길이, 폭과 두께는 각각 7.8 m, 3 m, 1 m이다. 동체 중심으로부터 앞/뒤쪽으로 1.25R 떨어진 지점에 각 덕트의 중심이 위치하며 덕트의 지름과 확산비는 각각 1 m, 1.1이다.

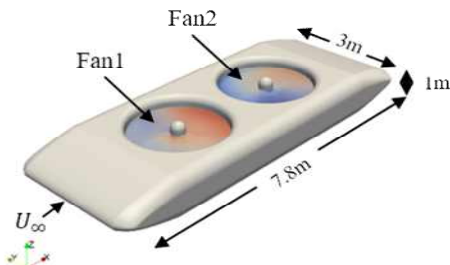


Fig. 4. Geometry of multi-ducted fan for analysis

덕트 입구로부터 0.3R 아래 지점에 동일 rpm을 가지고 반대 방향으로 회전하는 팬이 위치한다. 각 팬에는 비선형 비틀림각을 가지는 6개의 블레이드가 균등하게 배치되어있으며 블레이드 익형은 NACA0012이다. 형상은 장지성 외[24]를 참조하여 모델링 하였으나, 모서리의 곡면 형상 등 명확하게 확인할 수 없는 부분은 임의로 가정하였다.

2.3 해석 조건 및 해석 격자

앞서 언급한 바와 같이 덕트 팬 비행체는 저속 영역에서만 팬을 구동하므로, 실제 덕트 팬 구동 조건에서의 전진 속도 범위는 넓지 않다. 그러나 본 연구에서는 전진 속도 증가에 따른 덕트 입구의 박리 특성 및 성능 변화를 분석하고, 이로부터 운용 조건 탐색과 운용개념 수립 등에 활용 가능한 기초 정보를 확보하고자 넓은 범위의 전진 속도 영역에 대하여 해석을 수행하였다. 이를 위해 전진 속도 영역을 0 knot에서 75 knot까지로 설정하였으며, 이는 팬 기준으로 전진비 0부터 0.28까지에 해당한다. 고정된 콜렉티브 피치각에 대해 해석하였으며, 추력 및 동력에 대한 트림 조건 해석은 수행하지 않았다. 동체에 대한 자유류 유동의 받음각은 0°로 고정하였다.

해석 영역의 형상과 크기는 Fig. 5와 같다. 원방 경계는 정사각형으로 하였으며 다중 덕트 팬 중심으로부터 팬 지름의 30배씩 확장하였다. 덕트 표면은 사각형 정렬 격자, 덕트 외 동체 표면은 삼각형 비정렬 격자로 구성하였다. 공간격자의 경우 덕트 내부 영역에 육면체의 정렬 격자를 생성하였으며, 동체 표면 근방에는 10개의 프리즘 격자를 생성하였다. 경계층 해석에는 벽함수를 적용하였으며, 이때 덕트 입구 표면의 y^+ 값이 30에서 300 이내가 되도록 격자를 생성하였다. 팬 영역을 제외한 모든 공간은 사면체의 비정렬 격자로 구성하였다. 공력 성능 및 주변 유동을 정확하게 모사

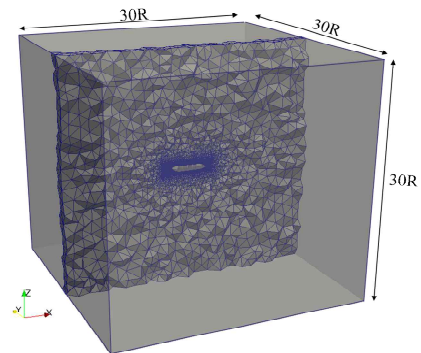


Fig. 5. Computational grid

하기 위하여 비행체로부터 팬 반지름의 2배 이내 영역에 조밀한 격자를 생성하였다.

격자 민감도 연구를 위해 각기 다른 조밀도로 생성한 4개의 격자를 해석하였으며, 제자리 비행과 30 knot로 전진 비행하는 조건에서의 추력 계수를 비교하였다. Table 1에 격자 정보와 병렬 계산에 사용된 CPU(Intel Xeon 3.2 GHz) 개수, 해석 시간을 명시하였으며 Table 2에 해석 결과를 나타내었다. 괄호 안의 숫자는 가장 조밀한 격자인 Grid4 결과와의 차이를 비율로 나타낸 것이다.

격자수에 따른 추력 계수를 비교한 Table 2를 통해, 가장 성긴 격자(Grid1)와 가장 조밀한 격자(Grid4)의 제자리 비행 시 추력 차이는 4% 미만이며, 30 knot 전진 비행 조건의 경우 최대 9.5%까지 차이가 발생함을 알 수 있다. Grid1은 Grid4에 비하여 9.5%의 성능 차이를 나타내지만 시간 효율 측면에서는 약 23배 우수하므로, 본 연구의 목적 중 하나인 초기 설계 단계에서의 신속한 결과 획득에는 유용하게 활용 가능한 수준으로 분석되었다. 하지만 본 연구에서는 해석 결과의 엄밀성 측면을 함께 고려하여 Grid4 대비 적은 계산 자원을 소요하며 1.5% 내의 차이를 나타내는 Grid3을 이용한 해석 및 분석을 수행하였다.

Table 1. Grid test for numerical validation

Grid	Total Cells	No. cores	Time (h)
Grid1	2.24×10^6	8	8
Grid2	6.77×10^6	8	25
Grid3	15.5×10^6	16	31
Grid4	18.2×10^6	40	38

Table 2. Results of grid test

(a) 0 knot

Grid	C_T Fan1	C_T Fan2
Grid1	0.04653 (3.3%)	0.04644 (3.8%)
Grid2	0.04913 (-2.0%)	0.04644 (-1.7%)
Grid3	0.0488 (-1.45%)	0.0488 (-1.25%)
Grid4	0.04814 (-)	0.04829 (-)

(b) 30 knot

Grid	C_T Fan1	C_T Fan2
Grid1	0.05272 (9.5%)	0.0416 (4.4%)
Grid2	0.05624 (3.4%)	0.0438 (-0.76%)
Grid3	0.05904 (-1.3%)	0.0436 (-0.18%)
Grid4	0.058 (-)	0.042 (-)

III. 결과 및 고찰

전진 속도에 의한 영향을 분석하기 위해 0 knot부터 75 knot까지 총 8개의 전진 속도 조건을 해석하였으며, 모든 속도 조건에 대해 두 팬의 회전속도는 1300 rpm으로 고정하였다. 비행 방향을 기준으로 전방에 위치한 팬을 팬1, 후방에 위치한 팬을 팬2로 명명하였다(Fig. 4, 7(a)).

팬으로 유입되는 유동 분석을 위해 질량 유량이 일정한 유입 유관(inflow streamtube)[12]의 개념을 적용하였다. 같은 유입 유관 내 유동은 식 (5)의 조건을 만족한다.

$$\rho_0 A_0 V_0 = \rho_1 A_1 V_1 \quad (5)$$

A_0, V_0 는 각각 팬과 거리를 가진 임의의 영역에서의 면적과 속도를 나타내며, A_1, V_1 은 팬 면적과 유입류 속도를 의미한다. 본 연구에서는 비압축성 유동 해석을 수행하였으므로 모든 해석 영역의 밀도는 일정하다($\rho_0 = \rho_1$).

팬 면과 덕트 입구 유동 방향이 이루는 사이각을 유입 유동 기울기(α)라 정의하였다(Fig. 7(c)). 정의에 의해, 팬의 추력 방향으로 정렬된 유동이 유입될 때의 유입 유동 기울기는 90° 이며, 덕트 입구에서 박리가 발생할 경우, 이 기울기는 크게 감소한다.

3.1 덕트 입구 박리에 의한 영향

팬이 덕트 지름의 1배 이상 깊이 잠겨있다면, 덕트 입구 유동 특성에 무관하게 팬에는 항상 축방향으로 정렬된 유동이 유입된다[8]. 본 연구의 해석 형상은 덕트 입구로부터 0.3R 아래에 팬이 위치하므로 덕트 입구 유동에 의한 팬 성능의 변화를 예상할 수 있다.

Figure 6에 각 전진 속도에서의 압력장과 유선을 함께 도시하였다. 그림을 통해 전진 속도가 증가함에 따라 덕트 입구에서 박리가 발생함을 볼 수 있다. 박리는 전진 속도가 증가함에 따라 자유류 유동 운동량이 팬 흡입 유동 운동량을 역전하며 발생한다.

Figure 7에 나타낸 팬 유입류 유동장은 식 (6)으로 표현할 수 있다.

$$v_{total} = v_i + v_{fan,\infty} \quad (6)$$

전체 유입류 v_{total} 은 CFD 해석을 통해 획득되는 값으로, 자유류에 의한 성분과 팬 추력에 의

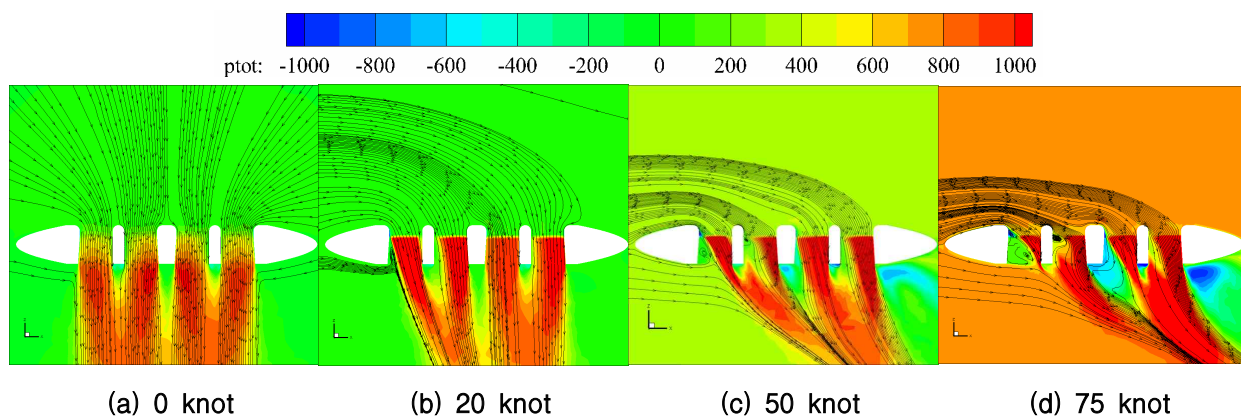


Fig. 6. Total pressure contour with streamline

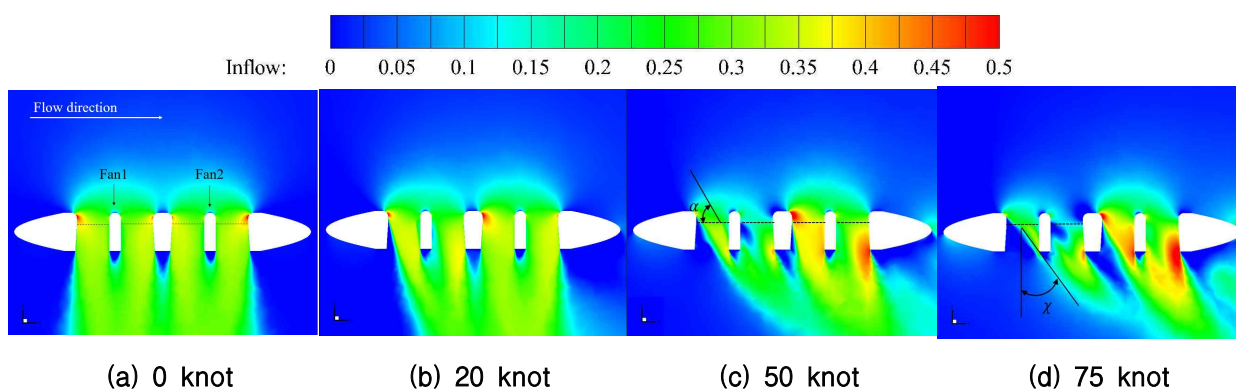


Fig. 7. Inflow contour

한 유입류를 모두 포함한다. 즉, Fig. 7에 도시한 유동장 값에 해당한다. v_i 는 일반적인 회전익기 이론에서 정의되는 유입류로, 팬 추력에 의한 유입류이다. $v_{fan,\infty}$ 는 α 의 기울기를 가지고 팬에 유입되는 자유류 성분을 의미한다. 따라서 유입 유동 기울기 α 의 정의를 적용하여 나타내면 식 (7)과 같다.

$$v_{fan,\infty} = v_{\infty} \sin \alpha \tag{7}$$

유동 박리가 발생하는 순간 α 의 급감으로 인해 $v_{\infty} \sin \alpha$ 로 정의되는 자유류 유입이 감소하며, 자유류 유입의 감소는 전체 유입류 감소를 야기한다. 팬 블레이드 측면에서 유입류의 감소는 유도 받음각의 감소에 의한 유효 받음각 증가로 이어진다. 즉, 덕트 입구 박리 시, 유입류 감소에 의한 유효 받음각 증가 효과로 인해 팬의 추력은 큰 폭으로 증가한다.

식 (6)의 각 항이 나타내는 유입류를 분리하여 나타낸 Fig. 8로부터 일관된 결과를 확인할 수 있다. 팬1의 덕트 입구 박리로 인해 30knot에서 $v_{fan,\infty}$ (Fig. 8(c))이 큰 폭으로 감소하며, 동시에

팬 추력에 의한 유입류 v_i (Fig. 8(b))가 증가한다. 팬2의 덕트 입구 박리 전/후 유동장을 나타내는 40 knot와 75 knot 유동장 비교를 통해서도 $v_{fan,\infty}$ 의 감소와 v_i 의 증가를 동일하게 확인할 수 있다.

Figure 9는 블레이드 $r=0.88R$ 지점에서 방위각에 따른 유효 받음각을 나타낸다. 팬1의 경우, 덕트 입구 박리가 발생하는 20 knot부터 유효받음각이 증가한다. 40 knot 이후 유효 받음각이 실속 받음각을 넘는 영역이 발생하며, 75 knot 이후에는 대부분의 영역이 실속 받음각 이상이 됨을 볼 수 있다. 팬2의 경우, 40 knot까지 유효 받음각이 감소한다. 이후 덕트 입구 박리가 발생하는 50 knot에서 유효받음각이 급증한다. 팬1의 방위각 $120^{\circ} \sim 240^{\circ}$ 에서 유효 받음각이 크게 나타나며, 이는 덕트 입구에서 발생한 유동 박리에 의한 결과로 분석되었다. 방위각 180° 주변 유효 받음각 급감은 유동 박리 기포에 의한 결과이다.

결과로부터 팬1과 팬2의 덕트 입구 박리는 각각 20 knot, 50 knot 근방에서 발생하며, 박리 발생 이후 두 팬의 추력은 각각 16.4%, 29.3%씩 증가하는 것으로 분석되었다.

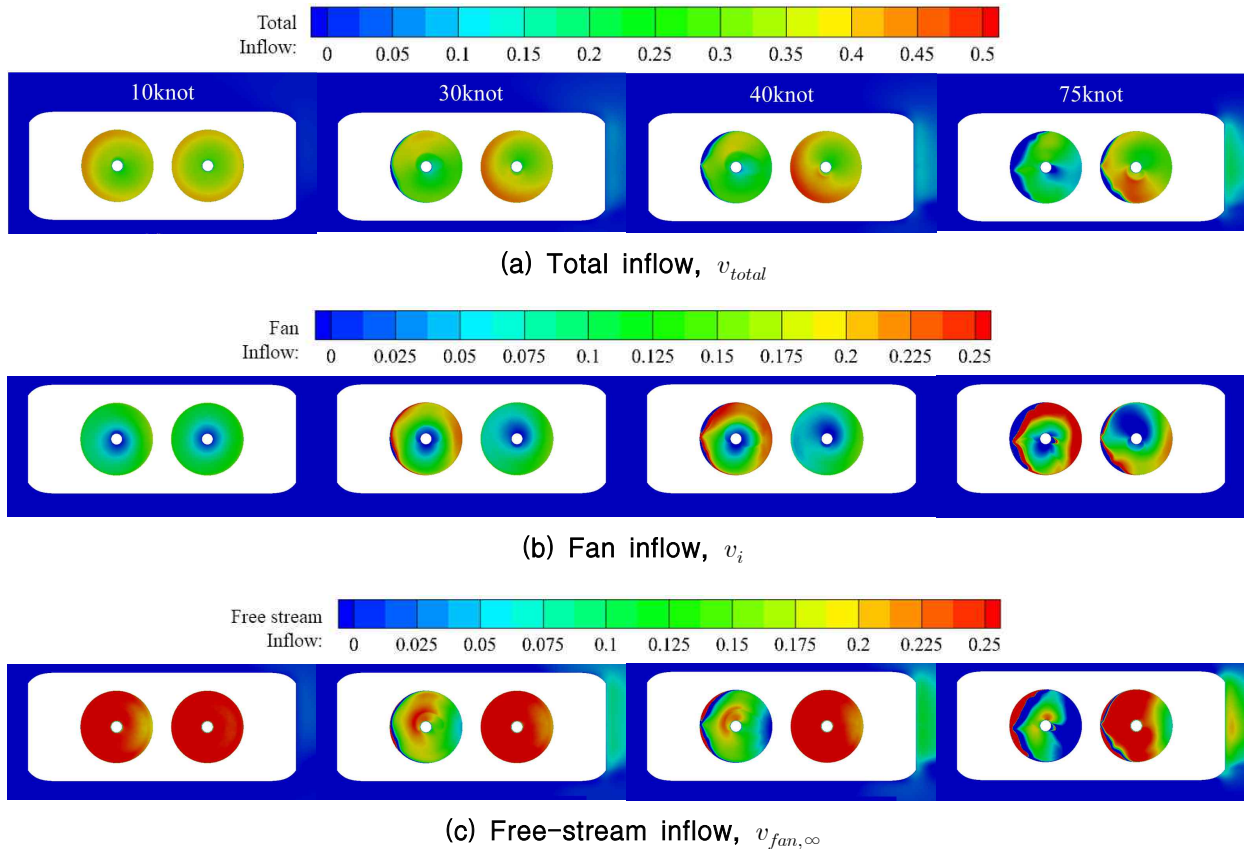


Fig. 8. Total inflow, fan inflow and free-stream inflow at each forward speed

3.2 다중 덕트 팬 상호 간섭 특성

다중 덕트 팬에서는 두 덕트 팬 간의 유입류/후류 상호 간섭에 의한 유동 특성이 나타난다.

Figure 6을 통해 팬1 덕트 입구에서의 유동 기울기가 팬2 보다 항상 작은 것을 알 수 있다. 이는 동체 전방에서부터 각 팬까지 회전하여 유입되는 유입 유관 회전 반경 차이에 의한 결과이다. 덕트 입구 유동 기울기 감소는 전진 방향 유동의 비중이 증가함을 의미하며, 이는 유동 박리 발생 가능성이 높음을 의미한다. 따라서 덕트 입구 박리는 팬2 보다 팬1에서 빠르게 발생한다.

동체 전방에서 각 팬까지의 거리에 의한 영향과 함께, 팬1은 팬2보다 전방에서 유동을 흡입함으로써 팬2의 유입 유동 기울기 감소를 지연시킨다. 따라서 유입 유동 기울기 급감으로 인한 추력 손실이 발생하는 팬1과 달리 팬2에서는 전진 속도 증가에 의한 꾸준한 $v_{fan,\infty} = v_{\infty} \sin \alpha$ 증가가 유도된다. 식 (6)에 나타낸 바와 같이 $v_{fan,\infty}$ 의 증가는 전체 유입류의 증가를 야기하므로 팬2에서는 유도 받음각 증가에 의한 유효 받음각 감소가 일어난다. Fig. 9(b)로부터 확인할 수 있는 40 knot까지의 팬2의 유효받음각 감소는 $v_{fan,\infty}$

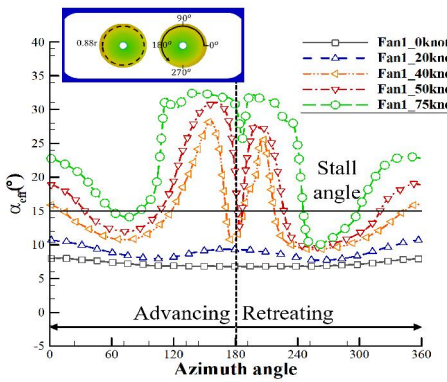
증가에 의한 결과로 분석된다.

전진 속도에 의한 덕트 입구 유동 기울기 감소와 함께 후류의 기울기가 증가한다. 후류 기울기 χ 는 팬 추력 축과 후류 유동 방향이 이루는 사잇각으로 정의된다(Fig. 7(d)). 후류 기울기의 증가는 팬1의 후류가 팬2에 미치는 영향 범위의 증가를 유발한다. Fig. 9에서 확인할 수 있듯이 팬1의 추력은 약 40 knot까지 증가하므로 팬2에 대한 영향 또한 함께 증가한다.

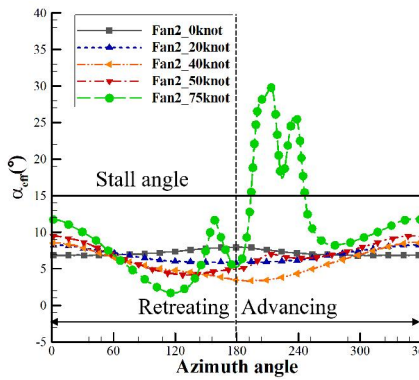
더불어 75 knot에서 팬2 후퇴 영역($0^{\circ} \sim 180^{\circ}$)의 유효 받음각이 전진 영역($180^{\circ} \sim 360^{\circ}$)보다 상대적으로 낮음을 확인할 수 있다. 이는 서로 반대 방향으로 회전하는 팬1과 팬2에 의해, 팬1의 전진 영역이 팬2의 후퇴 영역과 일치함에 따른 결과로 분석된다. 팬1의 전진 영역에서 발생한 강한 후류는 팬2의 후퇴영역에 상대적으로 더 작은 유효 받음각을 유도한다.

3.3 공력 성능

전진 속도 변화에 의한 다중 덕트 팬 추력과 동력을 Fig. 10에 도시하였다. 팬에 대한 분석만을 포함한 경우(Fig. 10(a)) 추력으로 표현하였으



(a) Effective angle of attack at fan 1



(b) Effective angle of attack at fan 2

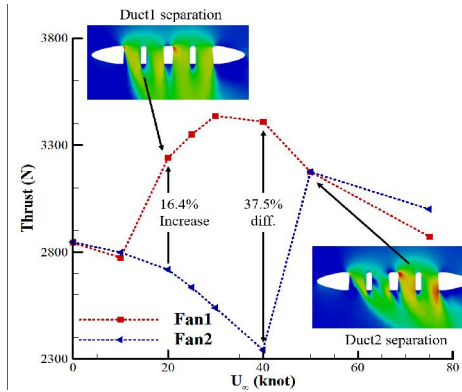
Fig. 9. Effective angle of attack along azimuth angle at $r=0.88R$

며, 동체의 영향을 함께 나타낸 경우(Fig. 10(b), Fig. 11) 수직력으로 표현하였다.

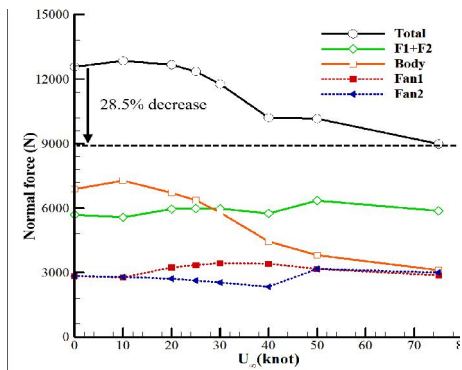
정량적 분석을 위해 Fig. 10의 추력 변화량 및 차이는 정지 비행 시 팬1의 추력에 대한 상대적 비율로 나타내었다. 요구 동력의 변화량은 동일 전진 속도에서 팬1의 동력에 대한 비율로 계산하고 분석하였다.

팬 추력 그래프(Fig. 10(a))를 통해 3.1절에서 서술한 덕트 입구 박리 및 유효 받음각 상승에 의한 결과를 확인할 수 있다. 팬1의 추력은 덕트 입구 박리가 발생하는 20 knot 지점 근방에서 16.4% 증가하며, 대부분의 영역이 실속 받음각을 넘는 40 knot부터 50 knot 사이 구간에서는 8.2% 감소한다. 팬2 경계층 박리에 의한 추력 증가는 같은 구간에서 29.3%로 보다 큰 폭으로 증가한다. 두 팬의 최대 추력 차는 40 knot에서 37.5%가 발생한다.

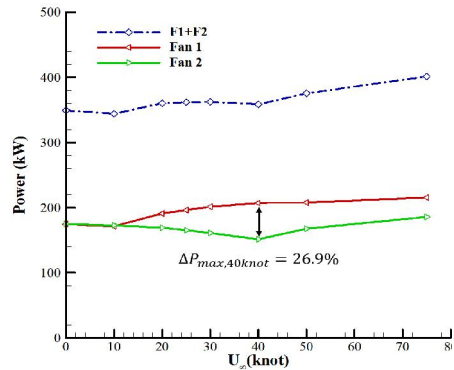
팬1의 추력 급감과 팬2의 추력 급증 구간이 40~50 knot 영역으로 일치하는 것은 유입류 간섭의 결과이다. 추력 급감과 함께 유입 유관 면



(a) Fan thrust



(b) Total normal force



(c) Power

Fig. 10. Performance of ducted fan as a function of forward speed

적이 급격히 줄어지는 팬1에 의해, 팬2 유입 유관의 회전 반경이 감소하여 유입 유동 기울기가 감소한다. 따라서 경계층 박리가 발생하기에 충분한 운동량을 갖는 자유류 유동이 큰 기울기를 가지고 유입되므로 팬2 덕트 입구에서 박리가 발생한다.

팬2의 추력이 팬1 추력 급감 지점까지 꾸준히

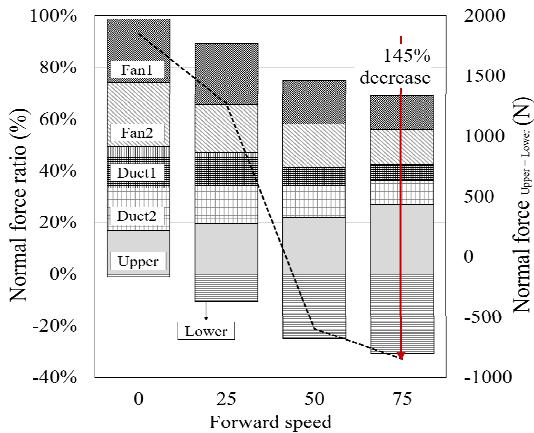


Fig. 11. Normal force ratio of each component and normal force of upper and lower surface

감소하는 것은 $v_{fan,\infty}$ 증가에 의한 것으로 분석된다. 40 knot까지 $v_{fan,\infty}$ 의 유입 강도는 계속하여 증가한다. 따라서 팬2에서는 유효 받음각 감소에 의한 추력 저감이 발생하여 정지 비행에서부터 40 knot까지 팬2의 추력은 17.7% 감소한다.

동체의 수직력 성분은 전진 속도 증가와 함께 손실되어 75 knot까지 약 54.7% 감소한다. 이는 동체 아랫면의 압력 손실과 덕트 수직력 손실에 의한 결과이다. 팬 후류에 의한 동체 아랫면 압력 감소로 인해 수직력이 꾸준히 감소하며, 각 덕트가 박리되는 20 knot, 50 knot에서 변곡점이 발생한다. 그러나 팬 추력은 증가하므로 동체와 팬을 포함한 비행체의 전체 수직력은 상대적으로 감소 폭이 낮아 최대 약 28.5% 감소한다.

전체 수직력에 대한 각 구성 요소의 수직력 비율을 Fig. 11에 도시하였다. 덕트를 제외한 동체의 수직력을 파선으로 표현하고 오른쪽 축에 그 값을 나타내었다. 그림으로부터 전진 비행하는 덕트 팬 비행체의 전체 수직력은 동체 아랫면에서 발생하는 수직력 손실에 지배적 영향을 받는다는 것을 알 수 있다. 덕트 박리에 의한 수직력비 감소는 9.6%p인 반면, 전진 속도가 증가하며 덕트를 제외한 동체의 수직력비는 30.4%p 감소한다. 이는 팬에서 발생한 빠른 속도의 후류로 인하여 동체 아랫면 근방에 생성되는 낮은 압력에 의한 결과로 분석된다. 전진 속도 증가와 함께 후류의 기울기도 증가하므로, 동체 아랫면에 대한 영향 범위는 넓어진다(Fig. 7). 전진 속도가 증가함에 따라 덕트를 제외한 동체의 수직력은 꾸준히 감소하여, 75 knot에서는 제자리 비행 대비 145%까지 감소하는 것으로 확인되었다.

Figure 10(c)로부터 팬의 요구 동력은 꾸준히

증가함을 알 수 있다. 추력 성능과 마찬가지로 덕트 입구면 박리 발생 시 변곡점이 발생한다. 팬1의 동력은 최대 26.9% 팬2보다 크게 나타난다.

제시된 결과들은 본 연구에서 사용한 형상에 한정된 결과이므로, 경계층 박리 시점과 성능 등의 정량적 수치들은 덕트 입구 형상, 덕트 간 거리 및 팬 성능 등에 따라 달라질 것으로 예상 가능하다. 하지만 전진 비행 시 다중 덕트 팬 유동장과 상호 간섭 효과, 공력 성능에 대한 정성적 변화와 특성 분석은 유사 개념의 비행체의 운용 개념 수립 및 초기 설계를 위한 기초 자료로써 활용 가능할 것으로 사료된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 다중 덕트 팬을 가지는 비행체의 전진 비행 시 유동 특성 및 공력 성능 분석을 위한 수치해석을 수행하였다. 유동 계산을 위해 오픈 소스 코드인 OpenFOAM을 사용하였으며, 팬의 효과를 디스크에 모사하는 가상 디스크 기법을 결합하였다. 전진 속도를 0 knot부터 75 knot까지 변화시켰으며 자유류 유동 받음각은 0°로 고정하였다. 각 단일 덕트 팬에서 발생하는 경계층 박리에 의한 영향을 분석한 후 덕트 상호 간섭에 의한 유동 특성을 분석하였다. 이를 기반으로 공력 성능을 도출하였으며, 결과로부터 다음과 같은 사실들을 확인하였다.

1) 전진 속도 증가에 따라 덕트 입구에서 경계층 박리가 발생하며, 동시에 팬 유입 유동 기울기가 감소한다. 이에 따라 유입류 값이 감소하여 유효 받음각 증가가 유도된다. 덕트 입구 박리 근방에서 팬의 추력이 급증하며(전, 후방 각각 16.4%, 29.3%) 유효 받음각이 실속 받음각을 넘어서는 속도 조건까지 팬 추력은 증가한다. 두 팬의 최대 추력 차는 40 knot에 발생하며 정지 비행 시의 전방 팬 추력 대비 37.5%이다.

2) 유입 유관 회전 반경에 의한 결과로서 덕트 입구 유동 기울기는 전방 팬에서 항상 작다. 이로 인해 전방 팬에서의 경계층 박리는 후방 팬에서보다 빠르게 발생함을 확인하였다. 두 덕트는 각각 20 knot, 50 knot 근방에서 경계층 박리가 발생하였다.

3) 유입류 상호 영향의 결과로 전방 팬 추력 급감 지점과 후방 팬 추력 급증 지점은 일치한다. 전방 팬에서의 급격한 추력 감소와 함께 유관의 면적이 작아진다. 동시에 후방 팬으로의 유입 유동 기울기가 감소하여 덕트 입구 박리가 발

생하며, 이는 추력 증가로 이어진다.

4) 40 knot까지 전방 팬에 의한 후류의 영향 범위와 강도가 증가함에 따라 후방 팬의 추력은 꾸준히 감소하여 최대 17.7% 감소하였다. 전방 팬의 유동 흡입은 후방 팬의 유동 기울기 감소를 지연시키며 이는 후방 팬의 유효 받음각 감소로 이어진다.

5) 전방 팬의 공력 성능은 자유류 유동과 팬 유입류에 의해 결정된다. 반면 후방 팬의 성능은 전방 팬 성능에 지배적 영향을 받는다.

6) 전진 속도 증가에 따라 덕트 팬 비행체의 전체 수직력은 감소하며, 팬 후류에 의한 동체 아랫면 압력 저감이 주요 원인으로 분석되었다. 해석 전진속도 범위에서 덕트를 제외한 동체의 수직력은 최대 145%까지 감소하는 것으로 나타났다.

본 연구의 해석 결과 및 분석으로부터 다중 덕트 팬은 상호 간섭이 강하게 발생함을 확인하였다. 따라서 다중 덕트를 포함하는 비행체 상세 설계 시, 모든 팬이 구동하는 조건의 유동 및 공력 성능 분석이 우선적으로 필요할 것으로 판단된다.

본 연구는 정해진 형상에 대해 수행되었으므로, 덕트 간 거리 등 각종 형상 파라미터에 따른 상호 간섭 강도 및 성능 변화에 대한 추가 연구들이 가능할 것으로 예상된다. 또한 고정 피치각 조건을 해석하였으므로, 비행체 운용 시의 실질적인 공력 성능과 효율 분석을 위해서는 트림 조건에서의 공력 성능 분석 연구가 필요할 것으로 보인다. 본 연구로부터 확인된 결과의 타당성과 계산 효율성을 고려했을 때, 본 연구의 결과와 해석 기법은 고속 복합형 회전익기 초기 설계 단계에서의 운용 조건 탐색과 파라미터 연구를 위한 프레임워크로 유용하게 활용 가능할 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 부산대학교 기본연구지원사업(2년)에 의하여 연구되었음.

References

1) Hwang, C. J., Jeong, J. H., Joo, J., and Hwang, I. H., "Noise Reduction Technology for Rotorcraft," *Journal of Korean Society for*

Noise and Vibration Engineering, Vol. 17, No. 5, 2007, pp. 8~15.

2) Hwang, C. J., and Kim, S. B., "Analysis and Trend Curve Derivation of Major Design Parameters of Unmanned and Manned Rotorcrafts," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 2, 2006, pp. 26~35.

3) Park, J. W., Hwang, C. J., Kim, J. H., Ahn, I. K., and Lee, J. H., "Status and Challenges of a High Speed Rotorcraft Technology Development," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 10, No. 1, 2012, pp. 41~48.

4) Hirschberg, M., "Sikorsky X2 Goes Faster and Faster," *Vertiflite*, Vol. 56, No. 3, 2010.

5) Hirschberg, M., "X2, X3, S-97 and X-49 :The Battle of the Compounds is Joined," *Vertiflite*, Vol. 56, No. 4, 2010.

6) "Russia Eyes High Speed Helicopters," *Flight International*, 2011.

7) Kim, J. M., "KARI Experience of the Compound Rotorcraft Concept Study and Recent Trend of High-speed VTOL Development in the World," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2015, pp. 866~870.

8) Gregory, Nigel, W. G. Raymer. and Edna M. Love., *The effect of forward speed on the inlet flow distribution and performance of a lifting fan installed in a wing*, HM Stationery Office, 1965.

9) Kuhn. R. E., and Marion O. M. K. Jr., "NASA research on the aerodynamics of jet VTOL engine installations," National Aeronautics and Space Administration, 1965.

10) Gregory, Nigel, W. G. Raymer., and Edna M. L., *Wind Tunnel Tests of a Wing Fitted with a Single Lifting Fan*, HM Stationery Office, 1967.

11) Schaub, U. W., "Experimental investigation of flow distortion in fan-in-wing inlets," *Journal of Aircraft*, Vol 5, No. 5, 1968, pp. 473~478.

12) Grahame, W. E., "The aerodynamic effects of lift jet and lift fan inlets in transition flight," *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Vol. 6, No. 2, 1968, pp. 150~155.

- 13) S., N. O., and S. Lieblein., "Theoretical analysis of flow in VTOL lift fan inlets without crossflow," National Aeronautics and Space Administration, *NASA-TN-D5065*, 1969.
- 14) Wu, J. Chen-yuan., H. M. McMahon., and J. E. Hubbartt., "Potential flow studies of lift-fan inflow interference phenomena," Georgia Institute of Technology, 1971.
- 15) Panaras, G., et al., "Theoretical and experimental investigation of the performance of a desiccant air-conditioning system." *Renewable Energy*, Vol 35, No.7, 2010, pp. 1368~1375.
- 16) Thouault, N., Breitsamter, C., and Adams, N. A., "Numerical and experimental analysis of a generic fan-in-wing configuration," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 2, 2009, p. 656.
- 17) Thouault, N., Breitsamter, C., and Adams, N., "Numerical investigation of inlet distortion on a wing-embedded lift fan," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 1, 2011, pp. 16~28.
- 18) www.openfoam.com
- 19) LEISHMAN, Gordon J. *Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*, Cambridge university press, 2006.
- 20) Kim, T. W., Oh, S. J., and Yee, K. J., "The Extension and Validation of OpenFOAM Algorithm for Rotor Inflow Analysis using Actuator Disk Model," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 12, 2011, pp. 1087~1096.
- 21) Rethore, P. E. M., and Sørensen, N. N., "Actuator disc model using a modified Rhie-Chow/SIMPLE pressure correction algorithm. Comparison with analytical solutions," *Proceeding of European Wind Energy Conference and Exhibition*, January 2008.
- 22) www.eurocopter.com
- 23) Woo, C. H., Park, N. E., Lee, S. G., and Lee, S. B., "Research on Aerodynamic Characteristics about Fan-in-Fin type Tail Rotor System Using the CFD Analysis," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2016, pp. 561~562.
- 24) Jang, J. S., Ryi, J. H., Hyun, Y. O., Yim, J. B., and Choi, J. S., "A Comparison of Aerodynamic Performance between an Isolated Fan and a Ducted Fan," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, April 2017, pp. 431~432.